第 41 卷　第 3 期　　天 文 学 进 展　　Vol. 41,　No. 3
2023 年 9 月　　PROGRESS IN ASTRONOMY　　Sept., 2023

doi: 10.3969/j.issn.1000-8349.2023.03.03

导航卫星姿态和光压模型研究进展

黄 超[1,2]，宋淑丽[1]，陈钦明[1]，周伟莉[1,2]

(1. 中国科学院 上海天文台，上海 200030；2. 中国科学院大学，北京 100049)

摘要： 不同导航系统中卫星的形状、材料、轨道设计和姿态控制模式等都不相同，在进行多系统数据联合处理时，要获得高精度的卫星轨道，需要区别对待不同类型卫星的姿态模型和光压模型。作为导航卫星所受量级最大的非保守力，国内外许多研究是围绕光压模型的建立与精化等方面来开展，以便建立最合适的模型，从而获取更高的定轨精度。目前的研究表明，新的 Galileo 以及北斗卫星采用与之前不同的姿态控制模式，适用的光压模型也不同。总结了目前比较通用的导航卫星姿态模型，尤其是官方最新公布的北斗卫星的姿态模型，详细介绍了卫星光压模型研究进展和近几年来新发射卫星光压模型以及其先验模型的构建方法，并分析了各个模型的优缺点和适应性。通过对目前导航卫星姿态以及光压模型的分析，提出在更高精度的定轨任务中有待改进的问题，为导航卫星尤其是新发射导航卫星精密定轨中的光压和姿态模型的选择和建立提供参考。

关　键　词： 导航卫星；太阳光压；卫星姿态；精密卫星定轨

中图分类号： P128.15　　　**文献标识码：** A

1　引　言

欧盟 Galileo 和我国北斗导航系统 (Beidou Navigation Satellite System, BDS) 作为新一代的全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS)，目前已经提供全球服务，起步更早的 GPS 和 GLONASS 也在进一步发展其卫星以实现现代化。多种卫星导航系统的出现致力于提供全球覆盖、全天候和高精度的导航定位授时服务。精密的卫星轨道是实现高精度导航定位服务的前提，精密卫星定轨和轨道预报需要高精度动力学模型的支持。导航卫星受到的非保守力主要有太阳光压摄动力 (solar radiation pressure, SRP)、地球反照辐射压摄动力、热辐射和天线电磁辐射摄动力等，这些力主要受卫星姿态、几何结构和卫星材料属性等影响[1,2]。

收稿日期： 2022-10-14；　**修回日期：** 2022-12-26

资助项目： 国家自然科学基金 (12073063)

通讯作者： 黄超，huangchao@shao.ac.cn

SRP 是太阳光子撞击物体表面产生的作用力，作为导航卫星所受量级最大的非保守力，SRP 误差会对积分得到的卫星速度和位置产生累积效应，严重影响精密定轨的精度[3]。目前，光压模型及其精化是众多国际 GNSS 服务 (the international GNSS service, IGS) 分析中心的热门研究内容，研究结果表明，不同的 SRP 建模方法会导致不同 IGS 分析中心的轨道产品之间存在差别[4]。SRP 的影响因素除了总太阳辐照度 (total solar irradiance, TSI)、卫星与太阳的位置关系，还有卫星本身的姿态、面质比、形状、材料等。姿态控制的精度会直接影响到光压模型精度，姿态控制规律是建立光压模型的基础。

对于导航卫星，目前可用的光压模型较多，部分卫星应该采用的最优模型以及相应的先验模型不是非常明确；对于同一类型卫星，在轨运行的不同时期 (地影期、非地影期等) 其适用的光压模型不完全一致；目前采用异构星座的 BDS 的不同类型卫星光压模型的适用性需要进一步验证；最新发射的 GPS III、GLONASS-K 和 BDS-3 卫星的姿态和光压模型也需要验证。本文主要介绍了各导航系统的姿态模型和目前常用的太阳辐射压模型，分析了各模型的适用性，为导航卫星的太阳光压建模及模型优化提供借鉴。

2 导航卫星姿态控制

2.1 卫星姿态控制规律

卫星姿态是指卫星各轴在轨道上所处的空间指向状态。导航卫星为实现正常运行，其天线要指向地心，太阳帆板平面要垂直于卫星到太阳的连线。在名义姿态下，卫星姿态满足以上两点。为保持名义姿态，卫星姿态控制系统需要不断进行调整。

卫星姿态对精密定轨的影响体现在两个方面：(1) 卫星天线的相位中心偏差和变化等几何误差的改正；(2) 卫星姿态引起受照面的变化，进而导致太阳光压摄动力、地球反照辐射压摄动力等发生变化。因此，为了构建高精度光压模型并实现导航卫星精密定轨，首先要获得准确的卫星姿态[5]。精密定轨时卫星姿态主要用来描述星固坐标系与惯性坐标系之间的转换关系。

GNSS 卫星星固系的原点置于质心，Y 轴为太阳帆板的旋转轴方向，Z 轴为沿卫星 L 波段天线发射信号方向，X 轴与以上两轴正交构成右手坐标系。图 1 给出星固系及卫星、地球、太阳三者相互的位置关系[1]。其中，β 为太阳高度角，表示太阳和地心连线与轨道面之间的夹角；ε 为从卫星上看地心与日心之间的角距；μ 为轨道角，表示在轨道面内远日点和地心连线与卫星和地心连线之间的夹角。X 轴反映卫星滚动方向，Y 轴反映卫星俯仰方向，Z 轴反映卫星偏航方向。导航卫星三轴姿态稳定模块可以控制星固系 Z 轴指向误差不大于 $0.1°$，滚动和俯仰的影响可以忽略[2]。导航卫星的姿态控制主要是偏航控制。图 2 和图 3 为中国空间技术研究院 (China Academy of Space Technology, CAST) 和中国科学院上海微小卫星创新研究院 (Shanghai Engineering Center for Microsatellites, SECM) 研制的中圆轨道 (medium Earth orbit, MEO) 卫星示意图。

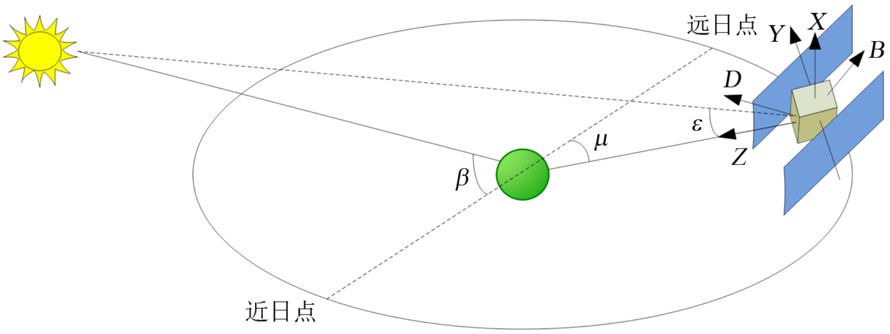

图 1　卫星、地球、太阳位置关系及星固坐标系

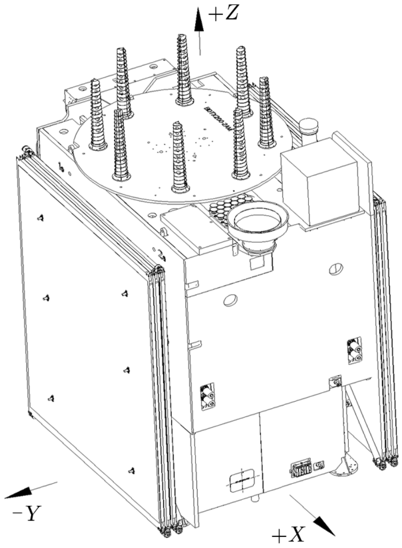

图 2　中国空间技术研究院 MEO 卫星示意图

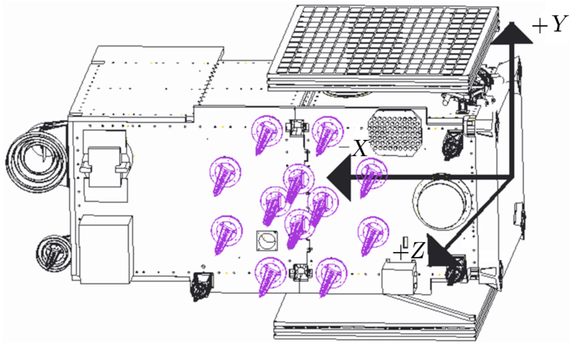

图 3　上海微小卫星工程中心研制 MEO 卫星示意图

名义偏航角为星固系 X 轴正向和卫星速度方向形成的夹角，按下式计算：

$$\Psi=\mathrm{ATAN2}(-\tan\beta,\sin\mu)\quad, \tag{1}$$

$$\Psi=\mathrm{ATAN2}(\tan\beta,-\sin\mu)\quad, \tag{2}$$

其中，ATAN2 等于 $\arctan(a/b)$ 的计算值，返回值范围为 $[-180°, +180°]$，β, μ 与图 1 中表示一致。对于不同卫星，当轴 X 正向指向太阳时，按式 (1) 计算，采用这种模式的卫星有 GPS Block ⅡF、GLONASS-M、北斗倾斜同步轨道 (inclined geosynchronous satellite orbit, IGSO) 和 MEO 等；当轴 X 正向背向太阳时，按式 (2) 计算，采用这种模式的卫星有 GPS Block ⅡR、Galileo 等[5,6]。两种模式差别体现在名义轴 X 与 Y 不同。由于姿态控制系统动量轮调整速率有限，目前 GNSS 卫星姿态控制策略主要有两种，一种是在太阳高度角小于某个阈值时进行轨道机动，另一种是在动量轮调整速率大于一定值时开始轨道机动[5]。

将式 (1) 与 (2) 对时间求偏导，可以得到偏航角速率：

$$\dot{\Psi} = \frac{\dot{\mu}\tan\beta\cos\mu}{\sin^2\mu + \tan^2\beta} \quad , \tag{3}$$

其中，$\dot{\mu}$ 为卫星平均运动角速率。在 μ 为 0°、180°时，$\dot{\Psi}$ 最大为 $\frac{\dot{\mu}}{\tan\beta}$，即在近日点、远日点时，卫星偏航速率有可能超过动量轮调整速率限值，产生轨道机动。由于卫星光敏感器需要足够的光照，当太阳高度角较小时，某些卫星还会产生地影机动。

2.2 现有导航卫星姿态模型

目前各 GNSS 系统主要采用 3 种姿态控制模式：名义偏航 (动偏控制) 模式、机动偏航控制 (连续控制偏航) 模式和零偏控制模式。当偏航角随太阳、地球和卫星的位置变化而变化，使卫星保持名义姿态时称为名义偏航模式；为了保证太阳帆板法向与太阳光线之间夹角不大于设定值，偏航角固定为 0°，称为零偏控制模式；对于地影期卫星，在午夜、正午附近以设计的姿态变化或以最大角速度变化以实现目标偏航角，称为机动偏航控制模式。与零偏控制模式相比，机动偏航控制模式显著解决了服务性能下降的问题[5,7]。

GPS 卫星机动模式有两种:一种有正午机动和午夜机动；另一种有正午机动、地影机动，此类卫星地影期的范围大，所以不存在午夜机动。其中，Block ⅡR 卫星的轨道机动模式为第一种，BLOCK ⅡF、BLOCK Ⅱ/ⅡA 卫星的轨道机动模式为第二种。各类卫星的正午机动与午夜机动的模型基本一致，当太阳高度角小于设计值并达到开始机动的轨道角时，动量轮按照最大角速度旋转，直到实际姿态与名义姿态一致。BLOCK ⅡF 和 BLOCK Ⅱ/ⅡA 卫星地影机动有所差别，对于 BLOCK Ⅱ/ⅡA 卫星，动量轮以最大角速度旋转，直到出地影，由于出地影时的卫星姿态与名义姿态并不一致，因此存在地影恢复期；对于 BLOCK ⅡF，根据出地影时的偏航角计算固定角速度进行地影机动，BLOCK ⅡF 卫星的地影恢复期较短 (5 min 以内)，可以忽略地影恢复期的影响[5,7,8]。

目前在轨运行的 GLONASS 卫星绝大多数为 GLONASS-M，后续发射的 GLONASS-K1 和 GLONASS-K2 卫星，在设计上与 GLONASS-M 主要不同的是采用了一种基于蜂窝板的非密闭星体设计[9]。GLONASS-M 卫星轨道机动模式为地影机动和正午机动。当 $|\beta| \leqslant 14.2°$ 时，进入地影机动，卫星将以约 0.25 $(°)\cdot s^{-1}$ 的速率调整，以最快的速度调整到出地影时的名义姿态，之后卫星偏航角不变，直到出地影；在正午机动时，卫星是在正午点前某一时刻提前以最大调整速率进行姿态控制，一直保持到经过正午点后卫星满足姿态控制规律，使得卫星姿态以正午为中心对称分布，实现整个轨道机动对用户影响最小[9]。目前的研究表明，GLONASS-K 在地影期采用与 GLONASS-M 卫星相似的姿态控制模式[10]。

对于 Galileo，2017 年 10 月，为了更好地完成 Galileo 相关的数据处理，欧洲全球卫星导航系统管理局公开了包含偏航姿态模型在内的各卫星的相关参数。Galileo 卫星在发生轨道机动时采用机动偏航控制的姿态，IOV 卫星在轨道机动期间的姿态模型为：

$$\Psi = \mathrm{ATAN2}(\boldsymbol{S}_{hy}, \boldsymbol{S}_x) \quad , \tag{4}$$

$\boldsymbol{S}_x$，$\boldsymbol{S}_y$，$\boldsymbol{S}_z$ 为太阳单位向量，可根据太阳高度角 β 和轨道角 μ (以近日点为起点) 计算得到，

表达式为：

$$[\boldsymbol{S}_x\ \boldsymbol{S}_y\ \boldsymbol{S}_z]^{\mathrm{T}} = (-\sin\mu\cos\beta - \sin\beta - \cos\mu\cos\beta)^{\mathrm{T}} \quad ,$$

$\boldsymbol{S}_{hy}$ 为平滑后的 $\boldsymbol{S}_y$。FOC 卫星在轨道机动期间的姿态模型为：

$$\varPsi = 90^\circ \cdot SIGN(1, \varPsi(\mu_s)) + [\varPsi(\mu_s) - 90^\circ \cdot SIGN(1, \varPsi(\mu_s))] \cdot \cos\left(\frac{2\pi}{t_{\max}} \cdot \frac{\mu - \mu_s}{\dot{\mu}}\right) \quad , \tag{5}$$

其中，μ_s 为开始轨道机动时的轨道角，$\varPsi(\mu_s)$ 为开始轨道机动时的名义姿态角，$SIGN(a, b)$ 的返回值取 b 符号和 a 的值，$t_{\max}$ 表示轨道机动的最长时间，$\dot{\mu}$ 为轨道角的平均变化速率。Galileo 的姿态模型保证卫星偏航角速率在 0.203 $(^\circ)\cdot \mathrm{s}^{-1}$ 以内，姿态机动起止的位置关于午夜 (或正午) 对称，保证在正午 (或午夜) 时其实际偏航角与名义偏航角一致 ($\pm 90^\circ$)[5]。

对于 BDS-2，郭靖[5]建立了 IGSO 和 MEO 卫星的姿态模型：$|\beta| \leqslant 4^\circ$ 为零偏模式，$|\beta| > 4^\circ$ 为名义偏航模式。在此基础上。Dai 等人[11] 建立了更加精确的姿态模型，名义偏航转零偏的条件为：$|\beta| \leqslant 4^\circ$ 且 $|\varPsi| \leqslant 5^\circ$ 或者 $|\beta| \leqslant 4^\circ$ 且 $5^\circ < |\varPsi| < 20^\circ$，$\varPsi\dot{\varPsi} > 0$；零偏转名义偏航的切换条件为：$|\beta| > 4^\circ$ 且 $|\varPsi| \leqslant 5^\circ$ 或者 $|\beta| > 4^\circ$ 且 $5^\circ < |\varPsi| < 20^\circ$，$\varPsi\dot{\varPsi} > 0$。2016 年 3 月发射的 BDS-2 卫星 IGSO-6 (C 016, C13) 的姿态控制模式并不是名义偏航和零偏，而是名义偏航和机动偏航控制，这种新的模式与伽利略 FOC 卫星的姿态模型非常类似。此外，MEO-6 (C015, C14) 在 2016 年 10 月后遵循机动偏航控制模式，IGSO-1 (C05, C06) 在 2017 年 3 月后也遵循机动偏航控制模式，说明在轨卫星的姿态控制模式也可以设置。目前所有 BDS 的倾斜同步轨道卫星 (geostationary Earth orbit, GEO) 卫星均采用零偏姿态控制模式[12]。对于 CAST 的 BDS-3 卫星，当太阳高度角在 $\pm 3^\circ$ 之间，且太阳-地球矢量在轨道面内投影与地球-卫星连线之间的夹角 $\leqslant 30^\circ$ 时，偏航角近似为：

$$\varPsi = \begin{cases} \mathrm{ATAN2}(\tan\theta, S_{ox}) & \beta > 0 \\ -\mathrm{ATAN2}(\tan\theta, S_{ox}) & \beta \leqslant 0 \end{cases} \quad , \tag{6}$$

其中，

$$\theta_{\mathrm{m}} = 3/57.3(\mathrm{rad}) \quad ,$$

$$\theta = \theta_{\mathrm{m}} \cdot (\cos(0.5 S_{oz}))^2 \quad ,$$

上式中，S_{ox} 为轨道系太阳矢量的 X 方向分量，S_{oz} 为轨道系太阳矢量的 Z 方向分量。SECM 研制的 BDS-3 卫星采用的是如下偏航姿态模型[1]：

$$\varPsi = \begin{cases} \mathrm{ATAN2}(-\tan\beta, \sin\mu) & |\beta| \geqslant \beta_0 \\ \mathrm{ATAN2}(-\tan\beta_0, \sin\mu) & 0 < \beta < \beta_0 \\ \mathrm{ATAN2}(\tan\beta_0, \sin\mu) & -\beta_0 < \beta < 0 \end{cases} \quad , \tag{7}$$

式中，$\beta_0 = 3^\circ$ 是设定阈值。目前的研究表明：卫星的实际姿态与目前公布的姿态模型并不完全一致，在太阳高度角较低时，BDS-3 卫星的姿态变化需要进一步研究。表 1 为目前常用导航系统卫星的姿态控制模式[5,7,8,14,16]。

表 1　导航卫星姿态控制模式

导航系统	姿态控制模式	适用时段	姿态模型
BDS-2(GEO)	零偏	所有时段	偏航角为 0
BDS-2(1)	名义偏航	当 $\lvert\beta\rvert > 4°$, $\lvert\Psi\rvert > 5°$ 或 $\lvert\beta\rvert > 4°$, $5° < \lvert\Psi\rvert < 20°$, $\Psi\dot{\Psi} > 0$ 时	偏航角按式 (1) 计算
	零偏	当 $\lvert\beta\rvert \leqslant 4°$, $\lvert\Psi\rvert \leqslant 5°$ 或 $\lvert\beta\rvert \leqslant 4°$, $5° < \lvert\Psi\rvert < 20°$, $\Psi\dot{\Psi} > 0$ 时	偏航角为 0
BDS-3(CAST) BDS-2(2)	名义偏航	当 $\lvert\beta\rvert \geqslant 3°$, $\lvert\mu - 180°\rvert \geqslant 5°$ 或 $\lvert\mu\rvert \geqslant 5°$ 时	偏航角按式 (1) 计算
	机动偏航 (正午)	当 $\lvert\beta\rvert < 3°$, $\lvert\mu - 180°\rvert < 5°$ 时	偏航角按式 (4) 计算
	机动偏航 (午夜)	当 $\lvert\beta\rvert < 3°$, $\lvert\mu\rvert < 5°$ 时	偏航角按式 (4) 计算
BDS-3(SECM)	名义偏航	当 $\lvert\beta\rvert > 3°$ 时	偏航角按式 (1) 计算
	机动偏航	当 $\lvert\beta\rvert < 3°$ 时	采用 $\lvert\beta\rvert = 3°$ 的理论偏航姿态
GPS Block II/IIA	名义偏航	$\lvert\beta\rvert \geqslant$ 正午或子夜机动的限值或未达到开始机动的轨道角时	偏航角按式 (1) 计算
	机动偏航 (地影)	$\lvert\beta\rvert <$ 正午或子夜机动的限值，达到开始机动的轨道角时	按照最大角速度旋转，直到达到名义偏航角，地影机动存在地影恢复期
GPS Block IIR	名义偏航	$\lvert\beta\rvert \geqslant 2.4°$ 或未达到开始机动的轨道角时	偏航角按式 (2) 计算
	机动偏航	$\lvert\beta\rvert < 2.4°$，达到开始机动的轨道角时	按照最大角速度旋转，直到达到名义偏航角
GPS Block IIF	名义偏航	$\lvert\beta\rvert \geqslant 4°$ 或未达到开始正午机动的轨道角时；$\lvert\beta\rvert \geqslant 8°$ 或未达到开始午夜机动的轨道角时	偏航角按式 (1) 计算
	机动偏航 (正午)	$\lvert\beta\rvert < 4°$，达到开始正午机动的轨道角时	按照最大角速度旋转，直到达到名义偏航角，地影机动存在地影恢复期
	机动偏航 (地影)	$\lvert\beta\rvert < 8°$，达到开始午夜机动的轨道角时	根据出地影时的偏航角计算固定角速度
GLONASS	名义偏航	$\lvert\beta\rvert \geqslant 2°$ 或未达到开始正午机动的轨道角时；$\lvert\beta\rvert \geqslant 14.2°$ 或未达到开始午夜机动的轨道角时	偏航角按式 (1)计算
	机动偏航 (正午)	$\lvert\beta\rvert < 2°$，达到开始机动的轨道角时	采用最快旋转速度，保证偏航姿态以正午点为中心对称分布
	机动偏航 (午夜)	$\lvert\beta\rvert < 4.2°$，达到开始机动的轨道角时	采用最快旋转速度，直到达到出地影时的名义偏航角
Galileo-IOV	名义偏航	$\lvert\beta\rvert \geqslant 2°$ 或 $\lvert\mu - 180°\rvert \geqslant 15°$ 时	偏航角按式 (1) 计算
	机动偏航	$\lvert\beta\rvert < 2°$, $\lvert\mu - 180°\rvert < 15°$ 时	偏航角按式 (4) 计算
Galileo-FOC	名义偏航	$\lvert\beta\rvert \geqslant 4.1°$ 或 $\lvert\mu - 180°\rvert \geqslant 10°$ 时	偏航角按式 (2) 计算
	机动偏航	$\lvert\beta\rvert < 4.1°$, $\lvert\mu - 180°\rvert < 10°$ 时	偏航角按式 (5) 计算

3　光压模型

导航卫星姿态模型影响导航卫星包括太阳光压在内的非保守力，是导航卫星精密定轨和光压模型建立的前提。除卫星姿态和卫星形状、材料等本身的物理特性外，SRP 还会受 TSI 和卫星受太阳照射部分的面积影响，而且这些因素始终在变化，都应该作为光压建模的考虑因素之一。研究表明，真实太阳活动的周期性变化幅值小于 0.1%，基于变化的 TSI 模型的 GPS 定轨精度略有提高，提高幅度在 0.1~0.5 mm[17]。对于 BDS 的倾斜同步轨道 IGSO 卫星和中圆轨道 MEO 卫星，提高幅度在 0.5 mm 以内；对于 BDS 的地球静止轨道 GEO 卫星，提高幅度可达到 3 mm[18]。此外，由于导航卫星在轨运行时，卫星的一部分会被地球 (或月球) 遮挡，地影因子 (蚀因子) 用来表示卫星在被遮挡时太阳可见部分的视面积相对于完整太阳的视面积的比例，因此还需要计算卫星的地影因子以精确获得 SRP。导航卫星 SRP 模型主要可以分为三种：分析型、经验型模型和半分析型，下面主要介绍目前常用的几种光压模型。

3.1　分析型光压模型

3.1.1　ROCK 系列模型

ROCK 模型是 GPS 卫星的制造商 Rockwell 公司的 Porter 等人 (1976) 根据卫星的外部形状和材料等设计的太阳光压模型。该模型在星固系下描述，通过简化卫星的结构，根据卫星的光压参数、地影因子、各部分之间的遮挡关系等，建立了光压模型[19]。鉴于 Block Ⅰ 和 Block Ⅱ 卫星在形状、材料光学特性等方面的差异，分别建立了 ROCK4 模型 (1985) 和 ROCK42 模型 (1989)[20,21]。

对于任意平面，该模型包括三个力分量，分别由入射光、镜面反射光、漫反射光产生。其中法向分量垂直于表面，它由入射光的法向分量加上镜面反射光的反冲产生，可表示为：

$$F_{1,\mathrm{N}} = -(AE/c)(1+\mu\nu)\cos^2\theta \quad , \tag{8}$$

其中，ν 为反射率，μ 为镜面反射率 (ν 和 μ 的范围都为 0~1)，A 为平面的面积，θ 为入射太阳光线与平面法线形成的角度。光压常数是太阳功率常数 E (约 1 368 $\mathrm{w\cdot m^{-2}}$) 除以光速。切向分量与平面相切，远离太阳。它是由入射光的切向分量减去镜面反射光束带走的动量而产生的，可表示为：

$$F_{1,\mathrm{S}} = -(AE/c)(1-\mu\nu)\sin\theta\cos\theta \quad , \tag{9}$$

漫反射分量与法向分量位于同一方向，可表示为：

$$F_{1,\mathrm{D}} = -\frac{2}{3}(AE/c)\nu(1-\mu)\cos\theta \quad . \tag{10}$$

对于圆柱体来说，3 个分量分别为：

$$\begin{cases} F_{2,\mathrm{N}} = -(AE/c)(1+\mu\nu)\cos^2\theta \\ F_{2,\mathrm{S}} = -(AE/c)(1-\mu\nu)\sin\theta\cos\theta \\ F_{2,\mathrm{D}} = -\dfrac{\pi}{6}(AE/c)\nu(1-\mu)\cos\theta \end{cases} \quad , \tag{11}$$

其中，A 为过圆柱体轴的截面面积。

根据各卫星的部件结构和光学属性参数，将所有辅助角用太阳和 $+Z$ 方向的夹角 B 表示，从而实现仅仅以 B 为自变量分别计算各部分在星固坐标系轴 X 和轴 Z 方向的 SRP 分量。最初的 ROCK 模型称为标准 ROCK 模型 (ROCK S 模型，Block I 对应模型是 S10，Block II/IIA 是 S20)，其中 S10 模型为 (单位为 10^{-5} N)：

$$\begin{aligned} X &= -4.34\sin(B) + 0.10\sin(2B+1.1) - 0.05\cos(4B) + 0.06 \\ Z &= -4.34\cos(B) + 0.17\sin(2B-0.4) - 0.05\sin(4B) - 0.06 \end{aligned} \quad , \tag{12}$$

S20模型为：

$$\begin{aligned} X &= -8.10\sin(B) + 0.05\cos(2B) - 0.056\sin(4B+1.4) + 0.07 \\ Z &= -7.80\cos(B) + 0.024\sin(2B-0.8) - 0.047\sin(4B+0.9) - 0.02 \end{aligned} \quad . \tag{13}$$

此后，考虑到 Block II 卫星的升级以及卫星自身的热辐射，建立了新的热 ROCK 模型 (ROCK T 模型，Block I 是 T10，Block II/IIA 是 T20，Block IIR 是 T30)[19,22]。升级后的 T10 模型为：

$$\begin{aligned} X &= -4.55\sin(B) + 0.08\sin(2B+0.9) - 0.06\cos(4B+0.08) + 0.08 \\ Z &= -4.54\sin(B) + 0.20\sin(2B-0.43) - 0.03\cos(4B) \end{aligned} \quad , \tag{14}$$

T20 模型为：

$$\begin{aligned} X &= -8.96\sin(B) + 0.16\sin(3B) + 0.10\cos(5B) - 0.07\sin(7B) \\ Z &= -8.43\cos(B) \end{aligned} \quad , \tag{15}$$

T30 模型为：

$$\begin{aligned} X &= -11.000\sin(B) - 0.20\sin(3B) + 0.20\sin(5B) \\ Z &= -11.30\cos(B) + 0.10\cos(3B) + 0.20\cos(5B) \end{aligned} \quad . \tag{16}$$

3.1.2 Box-Wing 模型

鉴于卫星形状较复杂，Marshall 和 Luthcke[23] (1992) 开发了一种盒翼 (Box-Wing) 模型用于 Topex/Posiden 卫星的精密定轨。在给定各表面的几何、物理参数及卫星姿态信息的前提下，可以计算出各个表面产生的太阳光压摄动力，将各个面的摄动力叠加就得到总的光压摄动力[24]。该模型能够反映卫星受到的太阳光压摄动力，属于分析模型。模型将卫星的部件简化，将卫星星体的六个面和太阳能帆板的两个面分别处理，作用在其中一个平面的太阳光压可写为[25,26]：

$$\boldsymbol{a} = -\frac{A}{M}\frac{S_0}{c}\cos\theta\left[(1-\rho)\boldsymbol{e}_{\mathrm{D}} + 2\left(\frac{\delta}{3} + \rho\cos\theta\right)\boldsymbol{e}_{\mathrm{N}}\right] \quad , \tag{17}$$

其中，ρ 为反射光子分数 (镜面反射系数)，δ 为散射光子分数 (漫反射系数)，另外还有一个吸收光子分数 α (吸收系数)，而且 $\alpha+\rho+\delta=1$，可以由式 (8) 中的反射率和镜面反射

率转换得到，$\alpha = 1 - \nu$, $\rho = \mu\nu$, $\delta = \nu(1 - \mu)$；A 是对应平面的表面积；M 为总质量；$S_0 = 1\,367\ \mathrm{W \cdot m^{-2}}$，反映太阳的 TSI；$c$ 为光速；$\boldsymbol{e}_\mathrm{D}$ 和 $\boldsymbol{e}_\mathrm{N}$ 为方向向量，分别指向太阳方向和平面法向；θ 是 $\boldsymbol{e}_\mathrm{D}$ 与 $\boldsymbol{e}_\mathrm{N}$ 之间的夹角。卫星太阳能帆板所受的光压力可以按式 (17) 计算，对于卫星本体，表面有绝缘材料，根据兰伯特定律，卫星表面吸收的能量会以热的形式被反射回去，在式 (17) 中减去反射的光压力，卫星的本体所受的光压力可以按下式计算：

$$\boldsymbol{a} = -\frac{A}{M}\frac{S_0}{c}\cos\theta\left[(\alpha + \delta)\left(\boldsymbol{e}_\mathrm{D} + \frac{2}{3}\boldsymbol{e}_\mathrm{N}\right) + 2\rho\cos\theta\boldsymbol{e}_\mathrm{N}\right] \quad . \tag{18}$$

分析模型有清晰的物理意义，便于理解，但模型公式一般相对比较复杂，而且这类模型有明显的缺点：(1) 对于有复杂结构及产生遮挡的卫星来说，难以准确建模，分析型光压模型仅能描述光压的主要部分，并不能准确计算卫星受到的光压力；(2) 卫星在轨服役时间较长，一般有十几年，由于卫星表面材料老化，卫星在轨运行的不同阶段受到的光压力也在不断变化[2]。

3.2　经验型光压模型

3.2.1　Colombo 模型

在经验型模型方面，Colombo (1989) 发现 GPS 卫星的广播星历轨道误差存在共振现象，可以采用一个经验模型来吸收该误差，从而较好地消除包含地球重力场、太阳光压在内的各种摄动力误差对定轨的影响[27]。该模型可以写为两个共振频率为 0 和 n_0 的傅里叶分量之和：

$$\Delta\alpha_{x_i} = A_{x_i}\cos n_0 t + B_{x_i}\sin n_0 t + C_{x_i} \quad , \tag{19}$$

其中，$i = 1, 2, 3$ 时分别对应三个方向的轨道误差，待估参数为 A_{x_i}、B_{x_i}、C_{x_i}。但是该模型在用于改进 GPS 卫星轨道时认为地球重力场是主要的误差源，对于卫星与太阳位置关系并没有明确的相关性，因此该模型对于 SRP 的改进并不完善。

3.2.2　ECOM 系列模型

3.2.2.1　原始 ECOM 模型

瑞士伯尔尼大学的 Beutler 等人在 1994 年根据经验的 Colombo 模型，采用欧洲定轨中心 (the Center for Orbit Determination in Europe, CODE) 的数据开发了 CODE 经验轨道模型 (empirical CODE orbit model, ECOM)，模型采用的 DYB 坐标系将光压分解为三个很适合光压建模的方向 D, Y, B。由图 1 可知，D 方向为卫星到太阳方向，Y 方向为太阳帆板旋转轴，B 方向与以上两个方向正交构成右手系。ECOM 将待估参数扩展到 9 个 ($D0$、$Y0$、$B0$ 和 6 个周期项参数)，并结合 ROCK 模型提供先验光压信息，获得了较优的定轨精度[28]。具体模型为：

$$\boldsymbol{a}_\mathrm{SRP} = \boldsymbol{a}_\mathrm{ROCK} + a_D \cdot \boldsymbol{e}_D + a_Y \cdot \boldsymbol{e}_Y + a_B \cdot \boldsymbol{e}_B \quad , \tag{20}$$

右边第一项为 ROCK 模型计算的先验值，a_D、a_Y、a_B 为 D、Y、B 三个方向的 SRP，分别为：

$$\begin{cases} a_D = D_0 + D_c\cos u + D_s\sin u \\ a_Y = Y_0 + Y_c\cos u + Y_s\sin u \\ a_B = B_0 + B_c\cos u + B_s\sin u \end{cases}, \tag{21}$$

其中，u 为升交点角距，范围为 [0, 360] (注意与轨道角 μ 进行区分)。尽管 9 参数 ECOM 在研制之时尚未发射 Block IIR 卫星，但随后的应用中发现该模型同样适用于 Block IIR 卫星。该模型自 1996 年应用于 CODE 分析中心[33]。9 参数会增加计算的自由度，对于三天解来说，不需要解算全部 9 个参数，而且轨道参数之间以及与其他参数 (如 UT1-UTC) 之间有显著相关性，当弧段长度增加到 5 d 时，相关性降低到可接受的水平。进一步的研究表明，忽略 ECOM 在 B 方向的参数，而加入 5 个随机力参数，能显著提高定轨精度 (范围为 $5\sim15$ cm)[34]。

3.2.2.2　ECOM1 模型

Springer 等人 (1999) 发现，由于参数之间的相关性，太多光压参数会在其他估值中引入偏差，因此提出简化的 ECOM 模型 (ECOM1)，该模型在 D 方向和 Y 方向仅保留一个参数。ECOM1 对于 GPS 卫星可获得更好的定轨结果，这是由于 D 和 Y 方向间的参数之间有相关性，ECOM1 模型避免了这种问题[29,30]。该模型是目前应用最广泛的一个光压模型，共有 5 个参数，具体模型为：

$$\begin{cases} a_D = D_0 \\ a_Y = Y_0 \\ a_B = B_0 + B_c\cos u + B_s\sin u \end{cases}. \tag{22}$$

研究表明，与其他周期项相比，B 方向的周期项能显著地优化轨道模型的不足。与更早的 ECOM 相比，采用新的 ECOM1，定轨精度提高有 2~3 倍。基于 ECOM 为 Block II 和 Block IIA 卫星开发了新的先验模型，确定了 6 个参数 (D、Y、B、$Z1$、$X1$、$X3$)，以及各参数与 β 的关系，采用 5.5 a 的轨道数据拟合得到模型系数[29]。该模型精度相对于 ROCK 模型提高了一个量级，因此将该先验模型代替之前的 ROCK 模型，CODE 从 2005 年到 2013 年一直采用该先验模型。之后的研究表明，仅采用 ECOM1 对 GPS 和 GLONASS 进行精密定轨，也能获得比较高的精度，2014 年之后的一段时间内 CODE 只是单独采用了 ECOM1[33]。

研究表明，ECOM1 适用于 GPS、GLONASS、BDS-2 等多类卫星的光压摄动力计算，不过对 Galileo 和 QZSS 卫星的定轨结果表明，轨道的激光检核结果存在与 β 角相关的系统误差。这种现象主要原因是：Galileo 和 QZSS 卫星主体是长方体，卫星收到的太阳光压摄动力不能完全被 ECOM1 吸收或补偿[29,32]。BDS-3 卫星的主体也是长方体，因此 BDS-3 卫星定轨也不适合继续用 ECOM1。

3.2.2.3　ECOM2 模型　在很长时间内，对地球自转参数和站坐标时间序列功率谱进行分析时，发现存在伪谱线，而且 GLONASS 加入后这种现象更加明显，后来通过进一步分析发现主要是由 ECOM1 引起[36]。CODE 分析中心的 Arnold 等人[33] (2015) 针对 ECOM1 存在

的问题，进一步对 GPS 和 GLONASS 卫星进行研究，结果表明 SRP 仅产生沿 D 方向的偶数阶谐波的摄动，而对 B 方向产生奇数阶摄动。该模型表达式主要取决于 D 和 B 方向周期项的数量，通过比较分析，最终从待定的模型中选择了 D 方向的两个周期项和 B 方向的一个周期项，一共 9 个参数，建立如下模型，称为 ECOM2：

$$\begin{cases} a_D = D_0 + D_{2c}\cos(2\Delta u) + D_{2s}\sin(2\Delta u) + D_{4c}\cos(4\Delta u) + D_{4s}\sin(4\Delta u) \\ a_Y = Y_0 \\ a_B = B_0 + B_c\cos(\Delta u) + B_s\sin(\Delta u) \end{cases} . \tag{23}$$

与之前的 ECOM 系列模型不同的是，该模型在 D 方向增加偶数项的周期参数。此外，该模型将自变量从 u 更新到 Δu，$\Delta u = u - u_s$ 是轨道面上太阳与卫星之间的轨道角，u_s 为轨道面上升交点与太阳之间的夹角。Δu 使得周期参数的相位参考保持稳定，与地球公转无关，可以更方便地分析估计参数。

对 2009—2011 年的 GPS 和 GLONASS 联合定轨结果表明，与 ECOM1 相比，ECOM2 可显著减少地心坐标 Z 分量的周期性误差，而且轨道天间跳变、地球自转参数的一致性以及轨道的内符合精度也得到提高。2015 年 1 月 4 日以后，CODE 采用 ECOM2 进行分析中心的产品计算。

虽然 ECOM2 有其优越性，但是研究表明 ECOM2 并不是目前所有卫星类型的最优选择。与 ECOM1 相比，采用 ECOM2 的 BDS-2 IGSO 和 MEO 卫星精密定轨精度降低[36]。对于 GLONASS 卫星，在非地影期时采用 ECOM1 能获得较高的定轨精度，而在地影期时，采用 ECOM2 的定轨精度更高；这是由于$-X$ 面上的散热器在地影期产生扰动加速度，建立一个有效的先验模型可以显著改善以上问题[10]。对于 BDS-3 的 SECM 卫星，研究发现，相比于 ECOM1，基于 ECOM2 后激光检核残差均值更小，表明一部分径向误差可以被 ECOM2 中 D 方向增加的周期项参数补偿，ECOM2 更适合计算该类卫星的光压摄动力[2]。

3.2.3　GSPM 系列模型

美国喷气动力实验室 (Jet Propulsion Laboratory, JPL) 建立的 GPS 太阳光压模型 (GPS solar pressure model, GSPM)，该模型用 ε (见图 1) 的傅里叶级数形式来计算光压摄动力，也是一种高精度的光压模型。

Bar-Sever 在 1997 年建立了 GSPM.97 模型，该模型在 DYB 坐标系中表示，

$$\begin{cases} D = f(m,r)s(D_0 + D_{c1}\cos\varepsilon + D_{s1}\sin\varepsilon + D_{c2}\cos 2\varepsilon + D_{s2}\cos 2\varepsilon) \\ Y = Y_0 + Y_{c1}\cos\varepsilon + Y_{s1}\sin\varepsilon \\ B = f(m,r)s(B_{c1}\cos\varepsilon + B_{s1}\sin\varepsilon + B_{c2}\cos 2\varepsilon + B_{s2}\cos 2\varepsilon) \end{cases} , \tag{24}$$

式中，$f(m,r)$ 是卫星质量 m 和卫日距 r 的函数，s 是一个可有效吸收由于卫星本身材料及环境变化等造成误差的尺度因子。GSPM.97 模型的待估参数为 s, D_0 和 Y_0。

2004 年，Bar-Sever 和 Kuang[37]进一步开发了 GSPM.04 模型，采用的坐标系为星固坐标系 XYZ，针对 BlockⅡA 开发了 GSPM.ⅡA.04 模型，针对 BlockⅡR 卫星开发了

GSPM.ⅡR.04 模型，模型参数为：

$$\begin{cases} X = s10^{-5}(\mathrm{AU}/r)^2/m(X_{s1}\sin\varepsilon + X_{s2}\sin 2\varepsilon + X_{s3}\sin 3\varepsilon + X_{s5}\sin 5\varepsilon + X_{s7}\sin 7\varepsilon) \\ Y = Y_0 + 10^{-5}(\mathrm{AU}/r)^2/m(Y_{c1}\cos\varepsilon + Y_{c2}\cos 2\varepsilon) \\ Z = s10^{-5}(\mathrm{AU}/r)^2/m(Z_{c1}\cos\varepsilon + Z_{c3}\cos 3\varepsilon + Z_{c5}\cos 5\varepsilon) \end{cases} , \tag{25}$$

其中，AU 是天文单位，模型的待估参数为 s 和 Y_0。新的模型与之前模型相比，BlockⅡA 与 BlockⅡR 卫星的轨道拟合精度分别提高了 24% 和 80%，轨道预报精度分别提高了 32% 和 58%。在此基础上，分别采用 1997 年 1 月到 2010 年 5 月和 1992 年到 2013 年的数据，根据卫星类型进一步开发了新版本 GSPM10 和 GSPM13[38,39]。

JPL 采用 GIPSY-OASIS 软件的研究结果表明，基于 GSPM 的方法对于轨道重叠弧段精度、激光检核残差、站坐标重复性等方面可以得到更精确的解，而 ECOM1 对于重叠弧段钟差和日长变化能得到更高的精度。在 2008 年时，8 个 IGS 分析中心中的 5/6 个采用的为 ECOM1，其中有 1/2 个没有采用先验模型[4]。对于 GPS Block IIF 和 IIR 卫星，IGS 第三次重处理推荐了 ECOM1，除此之外的其他 GPS 卫星，推荐采用 ECOM2 或 GSPM。对于 BDS-3，与 ECOM2 相比，Box-Wing 模型作为先验模型的 ECOM1 能获得更高的轨道精度[40]。对于经验模型，不顾及二阶项的七参数 ECOM2 模型能获得较好的 BDS-3 卫星轨道精度，其中重叠轨道精度和SLR检核精度分别约为 6 cm 和 4 cm[41]。

与分析型模型相比，经验型光压模型参数与轨道其他参数同时估计，不再依赖于卫星的光压参数，而且表达式更简洁，精度更高。经验光压模型是影响轨道精度的主要因素[24]。但是经验型模型也有一定的缺点：(1) 该类模型不是对卫星受到的光压摄动力进行受力分析后建立的；(2) 可能会与其他的非保守力耦合，在太阳高度角较大时可能会与卫星的相位中心偏差等参数相关；(3) 同一个经验模型并不具有普适性，对不同类型的卫星需要建立并采用不同的经验模型。

3.3 半分析型光压模型

3.3.1 可校正 Box-Wing 模型

由于 Box-Wing 模型需要卫星的准确尺寸以及光压参数等，在没有这些参数的准确信息时，难以应用 Box-Wing 模型[13]。Rodriguez-Solano 等人 (2012) 开发了可以直接估计卫星光压参数的可校正 Box-wing 模型 (adjustable Box-Wing, ABW)，该模型属于半分析模型[42,43]。

根据式 (17) 和 (18) 可以计算太阳能帆板和卫星本体受到的光压力。基于名义姿态模型和角度 ε，可以得到加速度对各光压参数的偏导数，进而对以上参数进行估计。对于太阳能帆板，其受到的光压力在日固坐标系中表示，$\boldsymbol{e}_{\mathrm{D}}$ 与 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{N}}$ 的方向一致，$\cos\theta = 1$，根据式 (17)，则其光压参数只有一个为 $1 + \rho + \frac{2}{3}\delta$；对于卫星本体的受照面，其受到的光压力在星固坐标系中表示，根据式 (18)，$+X$、$+Z$、$-Z$ 三个受照面的两个光压参数为 $\alpha + \delta$ 和 ρ，共 6 个参数。ABW 模型估计的参数共 9 个，另外 2 个为轴 Y 偏差参数 (太阳能帆板的实际对准角度与设计存在微小偏差) 以及卫星帆板的旋转滞后角参数。

ABW 模型计算的轨道精度与 ECOM1 相当，但是基于两个模型的轨道之间有系统差，说明 ECOM1 并不能完全模型化 SRP。目前该模型并未被应用于各 IGS 分析中心日常的定轨策略，主要是由于模型较复杂，各参数之间的相关性较强，模型精度依赖于先验卫星参数和合理约束。因此，该模型主要对于光压参数未知卫星建立其先验光压模型。

3.3.2　先验模型的构建

由于卫星本身和环境不断变化，分析模型很难进行精确改正，而经验型模型缺乏其实际的物理意义，常用的策略为一个先验模型并以经验模型参数吸收未模型化的误差，因此近年来关于光压模型的研究很重要的一个方向就是先验模型的构建。目前比较常用的先验模型为 Box-Wing 模型，与单独的 ECOM1 和 ECOM2 模型相比，该模型应用于 Galileo、QZSS、BDS-3e、BDS-3 等非立方体结构卫星能获得更高的定轨精度，但是需要已知卫星的几何参数和光学特性参数[1]。除此之外，有些学者也提出了多种先验模型建立方法。

对 Galileo-IOV 卫星在采用 ECOM1 进行精密定轨时，卫星轨道序列表现出周期性误差，该误差与卫星的太阳高度角相关，该误差是由于 IOV 卫星的主体结构为长方体，光压摄动力未被光压模型有效吸收造成[32]。德国宇航局 (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR) 的 Montenbruck 等人[32]基于卫星本体构建了一种增强先验光压模型 (DLR 模型)，该模型从最原始的 Box-Wing 模型出发，将卫星主体受到的加速度分为三个部分：立方体、伸长、非对称结构，得到了卫星本体在 D、B (或者 X、Z) 方向的光压摄动加速度 (Y 方向在名义姿态下不受光压摄动力影响，如果受到光压力，可以通过 ECOM1 来吸收)，并抽象为少量与每部分结构的 $\alpha+\delta$ 和 ρ 相关的参数的表达式，并估计了该参数的先验值。DLR 模型做先验模型的 ECOM1 可消除上述周期性误差，表明该模型适用于计算主体为非正方体的卫星的太阳光压摄动力。

Yan 等人[44]采用与 DLR 模型类似的方法，选择了 6 个先验光压模型参数，采用长期的序列得到最终的 BDS-3 MEO 卫星先验光压模型参数估值。具体实现为：先用 ABW 模型进行精密定轨获得精密光压摄动加速度，以精密光压摄动加速度为观测值平差获取 6 个先验光压模型参数，每天估计出一组参数，最终获得一组最终的参数，作为固定的 ABW 模型参数；根据计算的参数，得到光压关于 ε 的函数表达式。结果表明，该先验模型能显著提升精密定轨精度并减弱钟差拟合残差随轨道的系统性变化误差。

Wang 等人[45]考虑综合 ECOM1 和 ABW 模型 (顾及零偏姿态、通信天线及遮挡影响) 的优点，构建了 BDS-2 GEO 卫星的光压模型。采用 ABW 模型的单天解计算 SRP；由于卫星处于零偏姿控模式时，卫星帆板与太阳光并不垂直，因此 DYB 框架并不完全适用于表示零偏下的太阳光压，因此将其分解到 DYB 和 $\overline{DYB}$ 方向 (前者应用于名义偏航模式下，后者应用于零偏模式下)；对不同方向的光压进行谱分析，获得其周期项，建立三角函数多项式；为了减少参数，分别对 ε 和轨道角 μ 以及正弦和余弦对拟合精度的影响进行了比较分析 (选择影响较大的角度和项，在 D、B 和 $\overline{D}$ 方向上仅考虑余弦项，在 Y 和 $\overline{B}$ 方向仅考虑正弦项)；基于 ABW 计算的 SRP 对参数进行拟合，分别表示为线性模型、太阳高度角 β 为自变量的二阶多项式。研究结果表明，该模型能够显著消除由太阳光压导致的与太阳方位角、轨道角有关的轨道误差，降低轨道径向的系统偏差。

图 4 为自导航卫星发射以来光压模型研究的发展历程。基于以上分析可以发现，目前常用的导航卫星定轨的光压模型较多，各种模型的适用性主要与卫星形状和设计有关。表 2 列出目前导航卫星常用光压模型的一些信息，其中适用卫星是已有文献的分析结果，对于一些新卫星适用的光压模型还需要进一步研究论证。

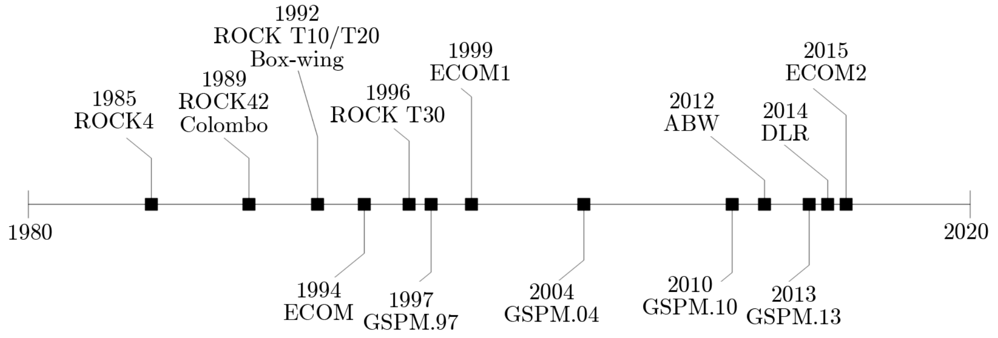

图 4 导航卫星光压模型发展时间轴

表 2 目前导航卫星的推荐光压模型

模型名称	ECOM 系列模型		GSPM 模型	ABW	ECOM1+Box Wing
	ECOM1	ECOM2			
坐标系	DYB	DYB	XYZ	XYZ	DYB
模型类别	经验型	经验型	经验型	半分析型	半分析型
参数个数	5	9	2	9	5
适用卫星	GPS IIA IIR IIF BDS-2	GPS-IIR-M IIIA GLONASS QZSS Galileo BDS-3	GPS-IIA IIR IIR-M IIIA	GPS QZSS Galileo BDS	GPS-IIR-M IIIA QZSS Galileo BDS

4 结 论

高精度的卫星轨道是实现导航卫星高精度应用的前提，只有精细地考虑卫星受到的各种摄动力才能精确确定卫星轨道，SRP 作为卫星所受非保守力的主要来源需要精密建模。姿态模型是建立光压模型的基础，姿态模型准确与否会直接影响到光压模型精度。本文介绍了目前主要导航卫星的姿态模型和常用的光压模型，详细分析了具体模型参数以及各自的应用，总结比较了不同光压模型的优缺点。

目前各分析中心常用的光压模型为 ECOM 系列模型或者 GSPM 系列模型，并采用相应的先验模型，这两个系列模型基本能满足目前各类导航卫星的精密定轨需求。但是目前关于导航卫星姿态和光压模型还需要进一步研究：部分 BDS-3 卫星的实际姿态与目前公布的姿态模型并不完全一致，轨道机动时的姿态变化需要进一步研究；由于缺乏卫星的详细结构参数，对于卫星在其运行不同时期尤其是地影期的光压建模精度较低；由于不同卫

星的结构设计有差别，建立分析型模型时需要区分考虑，这需要对不同卫星独立分析，例如 BDS GEO 卫星的大天线会对卫星的光压有较大影响；目前缺少与最新发射的 GPS III、GLONASS-K 和 BDS-3 IGSO 卫星的光压模型相关的文献，需要进一步研究。

致谢

感谢上海天文台 iGMAS 分析中心给予的帮助和支持，感谢何丽娜老师和阮仁贵老师提出的宝贵意见。

参考文献：

[1] 赵群河. 博士论文. 北京: 中国科学院大学, 2017: 26
[2] 王晨. 博士论文. 武汉: 武汉大学, 2019: 27
[3] 董志华, 陈俊平. 天文学报, 2019, 60: 11
[4] Sibthorpe A, Bertiger W, Desai S D, et al. Journal of Geodesy, 2011, 85: 505
[5] 郭靖. 博士论文. 武汉: 武汉大学, 2014: 19
[6] Bar-Sever Y. Journal of Geodesy, 1996, 70: 714
[7] 李晓杰, 刘晓萍, 祖安然, 等. 武汉大学学报(信息科学版), 2020, 45: 67
[8] Kuang D, Desai S, Sibois A. GPS Solutions, 2017, 21: 739
[9] Montenbruck O, Schmid R, Mercier F, et al. Advances in Space Research, 2015, 56: 1015
[10] Duan B, Hugentobler U, Hofacker M, et al. Journal of Geodesy, 2020, 94: 71
[11] Dai X, Ge M, Lou Y, et al. Journal of Geodesy, 2015, 89: 1005
[12] CSNO. http://www.beidou.gov.cn/yw/gfgg/201912/t20191209_19613.html, 2019
[13] 刘天骏, 王坚, 曹新运, 等. 测绘学报, 2018, 47: 41
[14] Lin X, Lin B, Liu Y, et al. ION GNSS+: Miami, FL, USA, 2018: 1281
[15] Zhao Q, Guo J, Wang C. et al. Satellite Navigation, 2022, 3: 2
[16] 燕兴元. 博士论文. 西安: 长安大学, 2020: 59
[17] 张言. 硕士论文. 北京: 中国科学院大学, 2020: 30
[18] Zhang Y, Wang X, Xi K, et al. 南京航空航天大学学报(英文版), 2019, 36: 889
[19] Fliegel H, Gallini T, Swift E. Journal of Geophysical Research Solid Earth, 1992, 97: 559
[20] Fliegel H, Gallini T. Proceedings of the Fifth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning. Rockville, 1989: 789
[21] Fliegel H, Feess W, Layton W, et al. Proceedings of the First International Symposium on Precise Positioning with the Global Positioning System. Rockville, 1985: 113
[22] Fliegel H, Gallini T. Journal of Spacecraft & Rockets, 1996, 33: 863
[23] Marshall J, Luthcke S. Journal of Spacecraft & Rockets, 1994, 31: 99
[24] 阮仁桂, 贾小林, 冯来平, 等. 测绘学报, 2022, 51: 1862
[25] Ziebart M, Adhya S, Sibthorpe A, et al. Advances in Space Research, 2005, 36: 424
[26] Milani, A, Nobili, A, Farinella, P, et al. Bristol, 1987, 120:437
[27] Colombo O. Journal of Geophysical Research, 1989, 94: 9167
[28] Beutler G, Brockmann E, Gurtner W, et al. Manuscr Geod, 1994, 19: 367
[29] Springer T, Beutler G, Rothacher M. GPS Solutions, 1999, 2: 50
[30] Springer T, Beutler G, Rothacher M. Journal of Geodesy, 1999, 73: 147
[31] Montenbruck O, Steigenberger P, Darugna F. Advances in Space Research, 2017, 59: 2088
[32] Montenbruck O, Steigenberger P, Hugentobler U. Journal of Geodesy, 2014, 89: 283
[33] Arnold D, Meindl M, Beutler G, et al. Journal of Geodesy, 2015, 89: 775
[34] Springer T, Rothacher M, Beutler G. http://mediatum.ub.tum.de/doc/1365745/1365745.pdf, 1996

[35] Ray J, Altamimi Z, Dam X. GPS Solutions, 2008, 12: 55
[36] Prange L, Orliac E, Dach R, et al. Journal of Geodesy, 2017, 91: 345
[37] Bar-Sever Y, Kuang D. https://ipnpr.jpl.nasa.gov/progress_report/42-159/159I.pdf, 2004
[38] Sibthorpe A, Weiss J, Harvey N, et al. AGU Fall Meeting, San Francisco, CA, 2010: 1
[39] Sibois A, Selle C, Desai S, et al. IGS Workshop 2014, Pasadena, CA, 2014: 1
[40] Li X, Yuan Y, Zhu Y, et al. GPS Solutions, 2020, 24: 52
[41] 李星星, 李婕, 袁勇强, 等. 测绘学报, 2022, 51: 1680
[42] Rodriguez-Solano C, Hugentobler U, Steigenberger P. Advances in Space Research, 2012, 49: 1113
[43] Duan B, Hugentobler U, Selmke I. Advances in Space Research, 2018, 63: 1803
[44] Yan X, Liu C, Huang G, et al. Remote Sensing, 2019, 11(13): 1605
[45] Wang C, J Guo, Zhao Q, et al. Journal of Geodesy, 2018, 93: 791

Research Progress of Attitude and Solar Radiation Pressure Model for Navigation Satellites

HUANG Chao[1,2], SONG Shu-li[1], CHEN Qin-ming[1], ZHOU Wei-li[1,2]

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The shape, material, orbit design, and attitude control model are different for satellites of different navigation systems. In order to obtain high-precision satellite orbits, different types of satellites need to be processed differently in terms of satellite attitude control mode and solar pressure model. In order to establish the best model to obtain higher orbit determination accuracy, there have been a lot of works focused on the establishment and refinement of the solar pressure model and attitude control mode of navigation satellites because solar pressure is the largest nonconservative force. Recent research shows that the new Galileo and Beidou satellites have adopted different attitude control modes and solar radiation pressure models. This paper summarizes the general attitude models of navigation satellites, especially the attitude model of Beidou satellite, which is officially published recently. The research progress of the solar radiation pressure model is introduced and the advantages and disadvantages of each model and their adaptability are analyzed. Through the analysis of the current attitude and solar radiation pressure models, the needed improvement in higher precision orbit determination is proposed. This paper provides a reference for the selection and establishment of solar radiation pressure and attitude models in the precision orbit determination of navigation satellites, especially for newly launched satellites.

Key words: GNSS satellite; solar radiation pressure; satellite attitude; precise orbit determination